

RAPPORT 1170

SYSTEME DE TELECOMMUNICATIONS MOBILES PAR SATELLITE
SUR ORBITES ELLIPTIQUES FORTEMENT INCLINEES

(Question 84/8)

1. Introduction

(1990)

Les systèmes de télécommunications mobiles par satellite utilisent des satellites sur orbite géostationnaire exploités aux fréquences de la bande 9 associés à des terminaux mobiles à antennes omnidirectionnelles à faible gain ou à antennes orientables à gain plus élevé. De l'orbite géostationnaire avec trois satellites, on obtient une couverture quasiment mondiale entre les latitudes 75°N et 75°S, ce qui convient parfaitement pour la plupart des applications maritimes et mobiles aéronautiques.

L'angle de site diminue non seulement quand la latitude de la station terrienne mobile augmente mais également quand la différence entre les longitudes du satellite et de la station terrienne mobile augmente (voir Figure 1).

Compte tenu de la définition de la zone de couverture au voisinage des limites de la zone de couverture, les angles de site deviennent très faibles et aux terminaux mobiles, dans ces régions, on risque de rencontrer de graves difficultés dues à la propagation par trajets multiples, aux obstacles et à l'occultation, ces deux derniers effets étant particulièrement nuisibles pour le service mobile terrestre par satellite (SMTS) [Reudink, 1983]. Pour ce service, il pourrait être souhaitable de recourir à d'autres orbites de satellite qui permettraient aux terminaux mobiles aux latitudes élevées, régions polaires comprises, de fonctionner avec des angles de site plus grands en direction des satellites.

Le présent rapport examine ces orbites de remplacement et décrit dans l'Annexe I un système en cours d'étude au Royaume-Uni [Norbury, 1986], qui propose d'utiliser une orbite du type Molniya [Chernyvski et Bartenov, 1978]. D'autres études ont aussi été effectuées au Royaume-Uni [Howe, 1986].

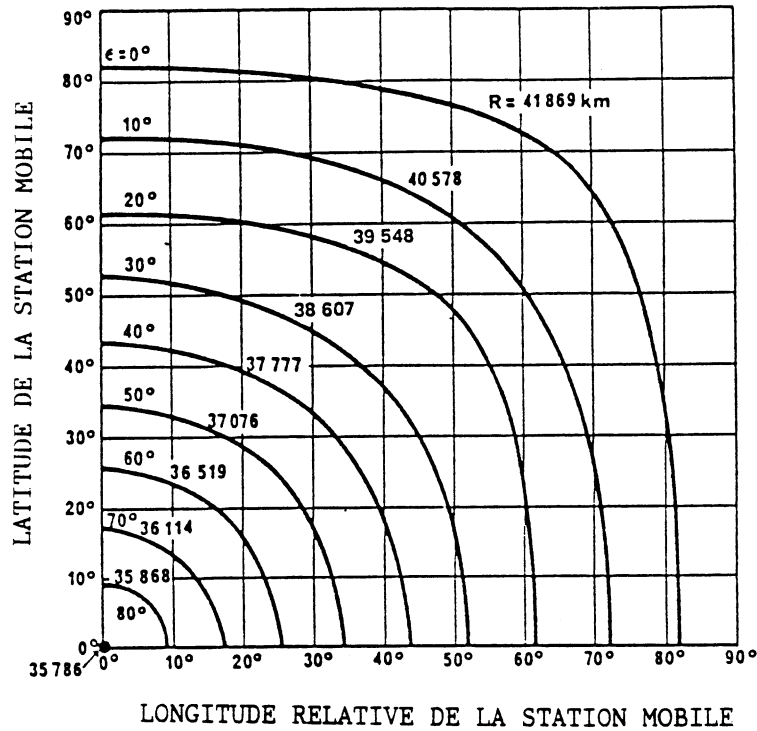


FIGURE 1

Angles de site et distances dans le cas de satellites géostationnaires

ϵ : angle de site de l'antenne

R: distance du satellite, en fonction de:

- la longitude relative de la station mobile, c'est-à-dire la différence entre la longitude de la station et celle du satellite,
- la latitude de la station mobile,

2. Autres orbites de satellites

2.1 Satellites sur orbite basse

Il existe de nombreuses autres configurations orbitales de satellites qui permettent une utilisation plus économique des p.i.r.e. de satellite vu en partie qu'il n'est plus nécessaire de tenir compte des évanouissements par trajets multiples. Divers systèmes à couverture polaire ont été étudiés [Berretta, 1984].

2.2 Orbites elliptiques inclinées

On envisage d'employer des orbites elliptiques inclinées au lieu d'orbites circulaires pour les satellites non géostationnaires parce que le temps d'accès sera limité, à moins que l'altitude des satellites sur orbite circulaire ne soit très élevée. De plus, il faudra équiper les terminaux mobiles d'antennes de poursuite relativement coûteuses ou d'antennes à faisceau large (et faible gain). Les orbites elliptiques inclinées qui ont été considérées jusqu'à présent sont:

- les orbites 12 heures, telles que MOLNIYA, LOOPUS [Dondl, 1984];
- les orbites 24 heures, telles que TUNDRA [Collins et autres, 1984], SYCOMORES [Dulk, Rouffet et autres, 1988].

D'autres types d'orbites elliptiques inclinées sont possibles.

Toutefois au voisinage de leur apogée, les satellites sur orbite elliptique ont une vitesse relativement faible et si on l'ajuste sur la vitesse de rotation de la Terre, le satellite semblera pour une certaine zone géographique être presque stationnaire pendant une portion appréciable de sa période orbitale, phénomène qu'on appelle la "station en apogée".

Pour une période synchrone ou sous-synchrone, ce phénomène se reproduira de jour en jour à la même longitude, mais en général la précession de la ligne des apsides fera varier lentement la latitude de l'apogée. Cependant pour une inclinaison particulière d'environ 63°, on peut minimiser, voire supprimer ce phénomène et parvenir à assurer par conséquent la régularité de l'orbite. Toutefois, il est nécessaire de prendre en considération les trois facteurs de l'orbite qui influent sur la précession, l'inclinaison, l'excentricité, l'argument du périhélie et les effets des perturbations orbitales pour répondre à un besoin de service donné.

Des exemples d'orbites MOLNIYA, LOOPUS, TUNDRA et SYCOMORES qui ont chacune une inclinaison voisine de 63° sont donnés dans le tableau suivant:

TABLEAU I

Type d'orbite	Molnyia (3 satellites)	Loopus (3 satellites)	Tundra	Sycomores (2 satellites)
Période orbitale	12 heures	12 heures	24 heures	24 heures
Altitude de l'apogée	39 500 km	39 100 km	46 300 km	50 600 km
Altitude du périhélie	1 000 km	1 240 km	25 300 km	21 000 km

On a étudié au Royaume-Uni les applications des satellites sur orbites elliptiques inclinées [Gardiner, CERS, 1986] et plus récemment un système à orbite du type Molniya, qui est décrit à l'Annexe I.

Avec ces orbites de satellite, l'effet d'obstacles comme les immeubles, les montagnes, etc., peut être considérablement réduit en raison du grand angle de site en direction du satellite; on peut obtenir dans la plus grande partie de l'Europe des angles de site qui dépassent de beaucoup 50° . Par conséquent, l'utilisation de terminaux mobiles bon marché avec des antennes à gain élevé relativement simples et sans poursuite pourrait être envisagée pour le SMTS dans ces régions. En outre, les propagations par trajets multiples sont supprimées ou réduites au minimum sur le trajet mobile/satellite.

Par conséquent, on peut améliorer les marges de liaison, ce qui permet de gagner sur la p.i.r.e. du satellite et d'utiliser également des antennes assez directionnelles ayant des gains atteignant 10 dB.

Il est bien sûr nécessaire de lancer une constellation de satellites pour assurer la couverture 24 heures sur 24 mais il faut moins d'énergie pour mettre un satellite sur orbite elliptique inclinée que sur orbite géostationnaire et environ deux fois moins d'énergie pour mettre sur orbite un satellite Molniya. Les énergies relatives nécessitent un complément d'étude.

Un autre domaine d'étude est la complexité et le coût globaux de la constellation correspondant à plusieurs satellites.

Par ailleurs, il ne faut pas oublier les inconvénients économiques éventuels du secteur spatial par rapport à celui des satellites géostationnaires. Pour un système fiable, comme l'exigent la plupart des applications commerciales, on a besoin de satellites de secours sur orbite et peut-être aussi de satellites PTT supplémentaires. Il convient d'étudier quelles sont les meilleures modalités d'application dans ce domaine.

2.3 Besoins des stations de base concernant la poursuite

L'inconvénient est que les stations de base devront, dans la plupart des cas, avoir deux antennes, l'une pour suivre le satellite sortant et l'autre qui se charge du satellite arrivant. Ce n'est qu'avec la configuration Loopus que la même antenne à grand gain de station terrienne peut recevoir à la fois le satellite sortant et le satellite arrivant au moment du transfert.

3. L'orbite Molniya

La Figure 2 montre comment se situe l'orbite 12 heures de type Molniya par rapport à l'orbite géostationnaire. Avec cette orbite elliptique fortement inclinée on voit, sous les latitudes moyennes, le satellite près du zénith pour environ 8 heures sur les 12 de l'orbite totale. A l'orbite suivante, il assure aussi 8 heures pour une région à même latitude mais à 180° de longitude de celle que desservait la précédente puis à la troisième orbite il reprend la même position qu'à la première. Pour couvrir une région en permanence, il faut trois satellites dans des plans à 120° les uns des autres. Cette constellation assurera aussi une couverture permanente pour l'autre région mentionnée ci-dessus.

La Figure 3 représente la trace au sol de la trajectoire que suivent alors ces satellites et indique la durée, en heures, écoulée depuis leur passage au périhélie. On y voit que le satellite passe quelque 8 heures par jour à quelques degrés du même point du ciel.

Sur la Figure 4 qui montre comment la Terre est vue d'un satellite dont l'apogée est à $3,5^\circ$ W, comparé à ce que donne (voir Figure 5) un satellite géostationnaire, on se rend compte des grands angles de site des pays d'Europe aux latitudes élevées et des régions polaires.

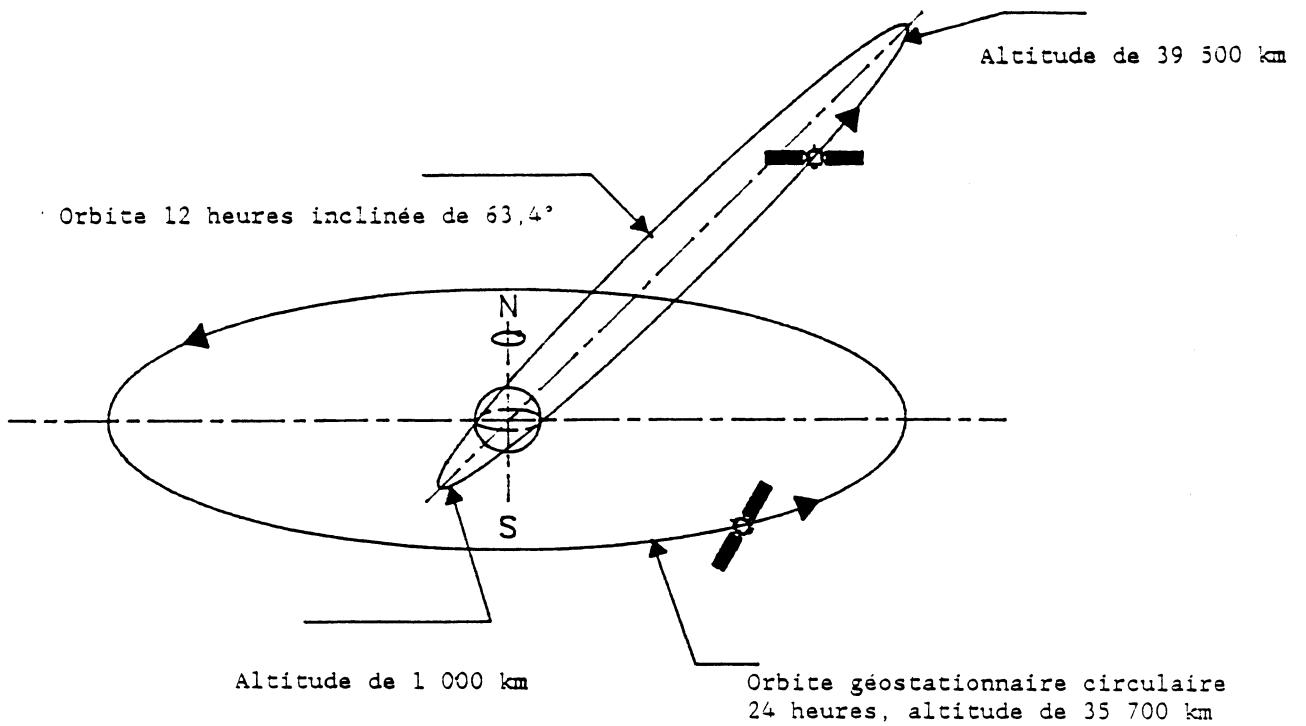


FIGURE 2

Positions relatives des orbites de type Molniya et géostationnaire

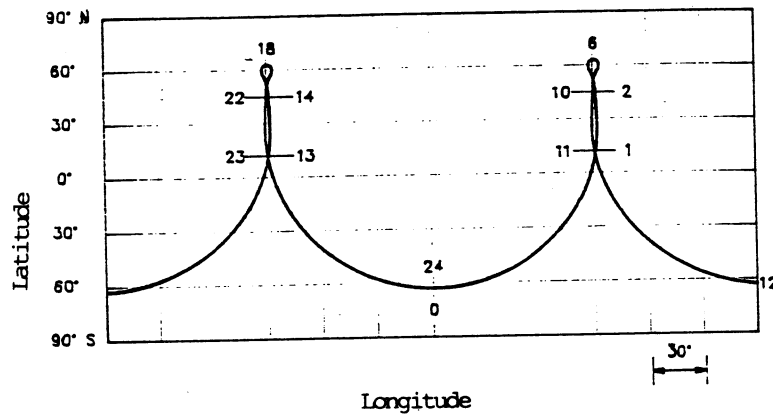


FIGURE 3

Trace sur le sol de la trajectoire de satellites sur orbite 12 heures très excentrique

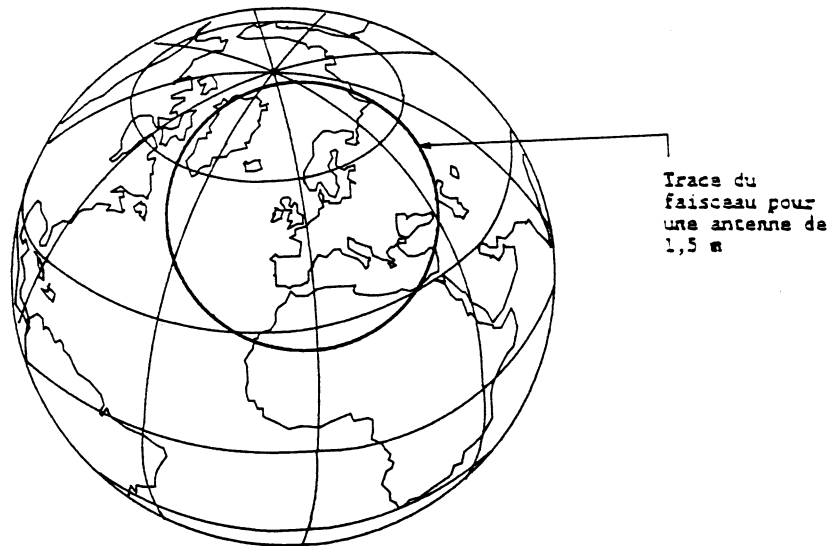


FIGURE 4

La Terre vue de l'apogée d'une
orbite Molniya 12 heures
centrée à 3.5°W

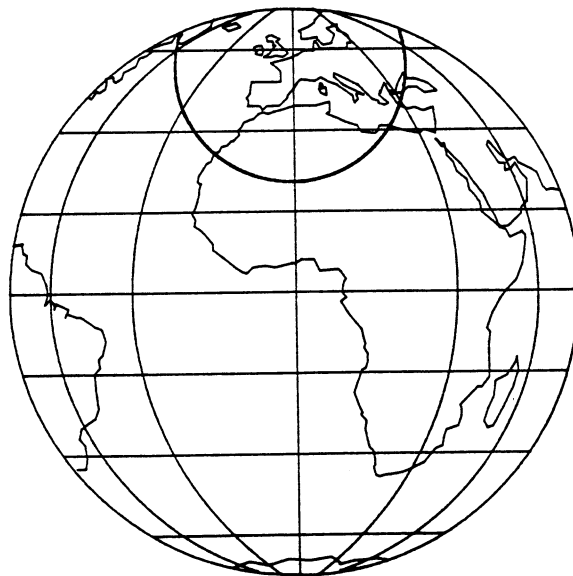


FIGURE 5

La Terre vue de la position 3.5°W de l'orbite géostationnaire
avec une zone de couverture semblable à celle
de la Figure 3 et centrée sur le Royaume-Uni

4. Orbite SYCOMORES

Avec cette orbite, on voit de la Terre, sous des latitudes moyennes et élevées comparables à la latitude géographique de l'Europe, le satellite près du zénith pendant 12 heures sur les 24 de sa période. A l'orbite suivante, il assure une autre période de 12 heures pour une région à la même latitude exactement.

Pour couvrir une région 24 heures sur 24, il faut deux satellites sur deux orbites ayant des noeuds ascendants séparés de 180° .

Les positions des plans des orbites sont illustrées sur la Figure 5.

La Figure 6 représente la trace au sol de la trajectoire que suivent alors ces satellites et indique la durée, en heures, écoulée depuis leur passage au périgée. On y voit que le satellite passe quelques 12 heures par jour à quelques degrés du même point du ciel.

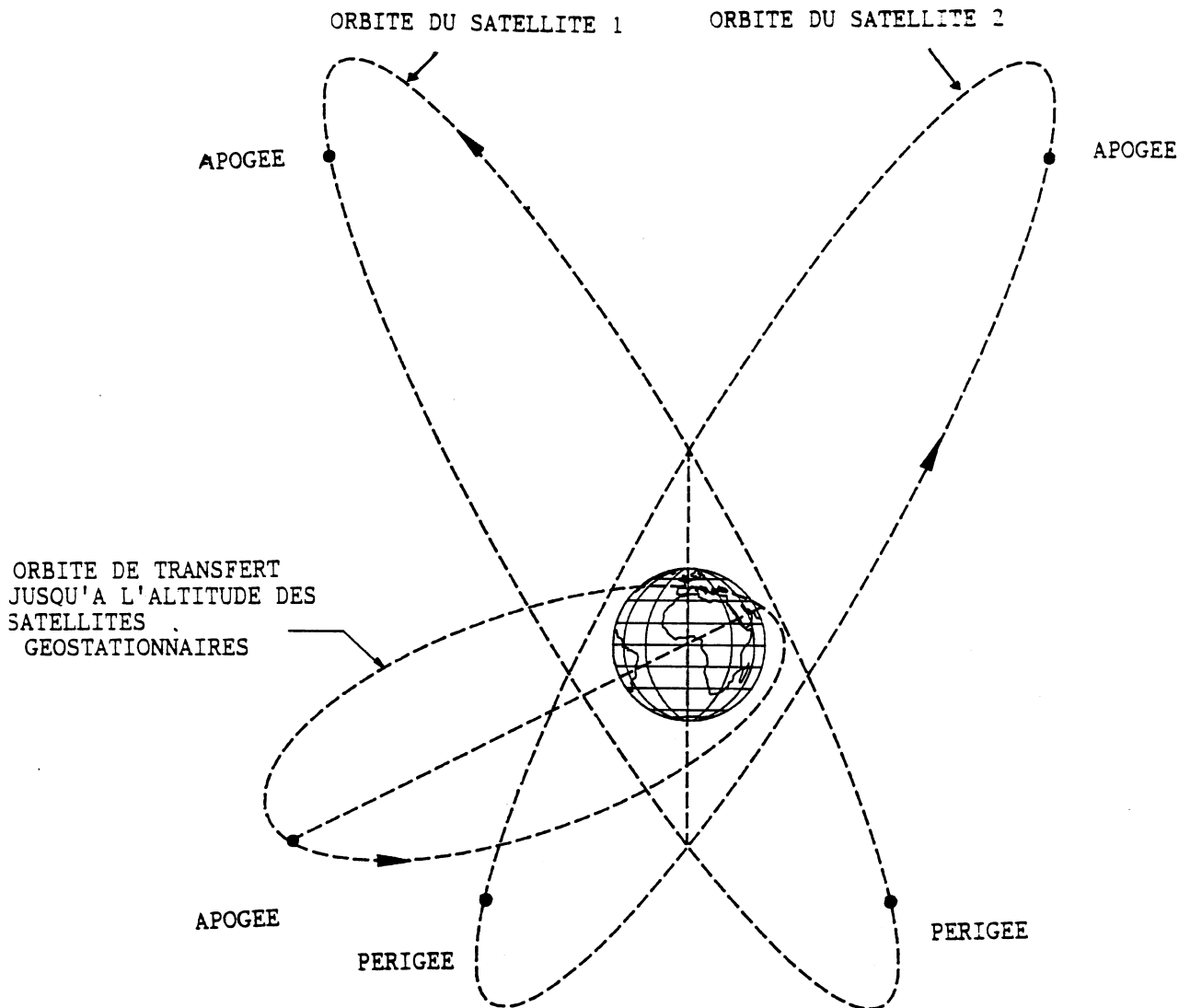


FIGURE 6

Position du plan de l'orbite SYCOMORES

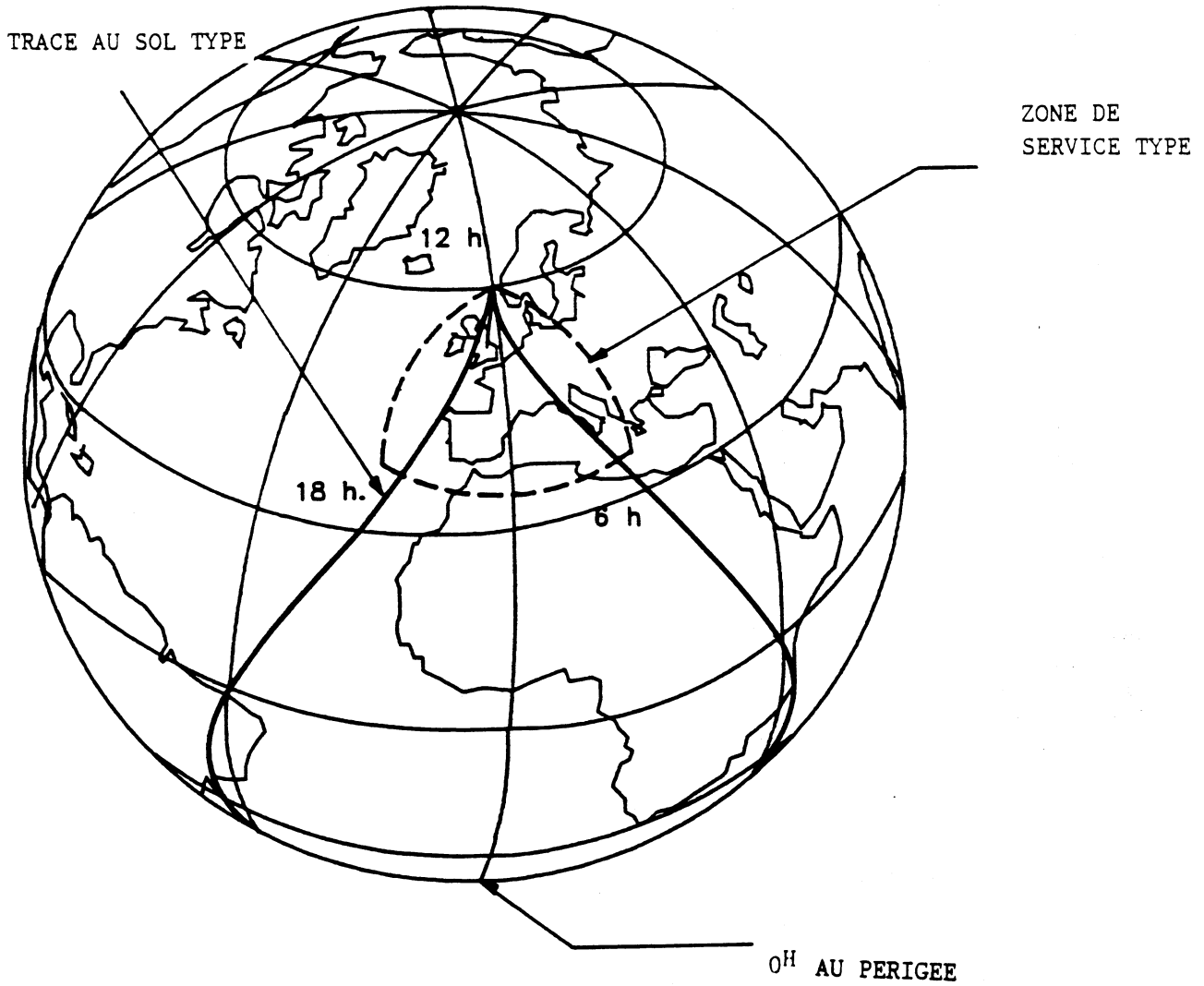


FIGURE 7

Orbites SYCOMORES: exemple de trace au sol et de zone de service

5. Avantages et inconvénients des orbites 12 heures et des orbites 24 heures

En ce qui concerne la transmission, il n'existe pas de différences réellement significatives entre les orbites de période de 12 heures et celles de période de 24 heures. Il y a plutôt un ensemble d'avantages et d'inconvénients respectifs. Le choix d'une orbite pour établir un système de communications avec les mobiles terrestres résultera d'un compromis technico-économique, inévitable pour toute mission.

Pour assurer une couverture régionale permanente à des latitudes moyennes et élevées, le nombre de satellites nécessaires sur orbite 24 heures est inférieur à celui des satellites sur orbite 12 heures, toutes choses égales par ailleurs (valeurs typiques: 2 satellites sur orbite 24 heures, et 3 sur orbite 12 heures). Cela est dû à une couverture, à un instant donné, plus étendue, et à un temps de visibilité plus important à chaque passage, pour le satellite sur orbite 24 heures.

Les effets Doppler sur l'orbite 24 heures sont beaucoup plus faibles que sur l'orbite 12 heures; même après compensation, une partie de la bande utilisable est, en fait, prise par l'effet Doppler, réduisant ainsi la capacité du système en nombre de canaux disponibles sur une largeur de bande donnée.

Cependant, à capacité de lancement donnée, la masse de la charge utile, disponible sur orbite 24 heures, est un peu plus faible en début de vie qu'elle ne l'est sur orbite 12 heures. Les perturbations dues au potentiel de gravitation terrestre des satellites sur orbite 12 heures sont plus élevées que celles des satellites 24 heures. Les perturbations luni-solaires des satellites sur orbite 24 heures sont légèrement plus fortes que celles des satellites sur orbite 12 heures. Le freinage atmosphérique se faisant sentir à une altitude inférieure à 1 000 km, les orbites des satellites du type MOLNIYA sont perturbées au passage au périégée. Les effets néfastes des traversées des ceintures de radiation entourant la Terre sont plus importants pour les satellites sur orbite 12 heures que pour les satellites sur orbite 24 heures."

6. Partage des fréquences avec les réseaux de satellites géostationnaires

Il sera probablement très difficile d'éviter que des brouillages se produisent entre deux réseaux utilisant des satellites géostationnaires et non géostationnaires si les deux réseaux desservent simultanément les mêmes zones géographiques, dans la mesure où les stations mobiles terrestres emploient traditionnellement des antennes à larges faisceaux. Toutefois, on peut isoler les deux réseaux (comme cela est suggéré dans le Rapport 455-4) en mettant hors service la station spatiale non géostationnaire suffisamment à temps pour éviter d'éclairer la ou les zone(s) de service du réseau de satellites géostationnaires.

Lorsque les zones de service des deux réseaux ne se chevauchent pas, le partage est possible si l'on utilise des antennes de stations spatiales à grande directivité.

Un complément d'étude est nécessaire pour déterminer comment certains paramètres tels que les latitudes des zones couvertes, le gain des stations terriennes ou les techniques d'accès multiples (telles que l'AMRC) pourraient permettre un partage de fréquences entre deux réseaux utilisant des satellites non géostationnaires et géostationnaires.

7. Domaines devant faire l'objet d'un complément d'étude

L'application des orbites elliptiques fortement inclinées aux communications mobiles pose des problèmes techniques qu'il faudra étudier. Il s'agit entre autres:

- des considérations de partage des fréquences, notamment lorsque la même bande de fréquences est utilisée pour les opérations géostationnaires;
- de la définition des marges de liaison pour les angles de site élevés dans les zones urbaines, les banlieues et les campagnes situées dans la bande 9;
- des décalages Doppler dus à la grande vitesse relative des satellites et des méthodes de correction;
- du maintien des télécommunications en particulier pendant le passage d'un satellite;
- des dégâts causés par les radiations lors du passage du satellite dans la ceinture à haute densité de protons de la Terre;
- du maintien de la couverture terrestre au moyen d'antennes de poursuite sur le satellite ou mouvement de satellite;
- du maintien de la stabilité de l'orbite, compte tenu des perturbations provoquées sur toute la constellation et des difficultés conséquentes pour la planification du système;
- du maintien d'une exploitation continue du trafic avec un système à plusieurs satellites;
- des méthodes permettant d'assurer une grande disponibilité;
- des différences qui existent entre les divers systèmes sur orbite 12 heures ou 24 heures;
- des besoins globaux en ce qui concerne les manoeuvres de maintien en position;
- de l'étude des besoins d'énergie nécessaires pour le lancement.

8. Conclusion

Il convient de rechercher toutes les possibilités permettant d'utiliser des orbites elliptiques fortement inclinées pour répondre aux besoins de service particuliers, surtout à des latitudes élevées et pour accroître la fourniture prévue ou existante de satellites géostationnaires. Le présent Rapport constitue la base de ces travaux.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BERRETTA, G. [mars 1984] - Extension of mobile-satellite communications to the polar region, Space Communication and Broadcasting, Vol. 2, No. 1, p.33-46.

CCIR, 1978 - Volume VIII - Rapport 506-1 Orbites des satellites utilisés dans le cas des systèmes assurant les communications et le radiorepérage pour des stations du service mobile.

CHEPNEVSKI, G.M., BARTENOV, V.A. [1978] - Satellite Communications Orbits, Moscou, Sviaz, p. 240.

COLLINS, J. et autres, [octobre 1984] - Technical military communications by satellite relay at high latitudes, AGARD Conf. CP 344.

DONDL, P. [1984] - Loopus opens a new dimension in satellite communications. Int. Journal, Satellite Comms. Vol. 2, p. 241-250.

DULCK, J.F., ROUFFET et autres, [octobre 1989], SYCOMORES, a new concept for land mobile satellite communications IEE London

DULCK, J.F. et autres, [octobre 1989], SYCOMORES CONCEPT, IAF, Bangalore

GARDINER, J.G. The T-SAT communications satellite payload, IEE Conference No. 262 Communication 86, p. 109-112.

HOWE, T.D. [mai 1986] - A technology satellite design study T-SAT, Aerogram (College of Aeronautics, Cranfield, Royaume-Uni) Vol. 4, No. 3, p. 11-12.

NORBURY, J.R. [3-4 juin 1986] - Land Mobile Systems using highly eccentric orbits, Proceedings of an ESA workshop held at ESA/ESTEC, Les Pays-Bas, 3-4 juin 1986.

REUDINK, D.O. [1983] - Estimate of path loss and radiated power for UHF mobile-satellite systems, BSTJ, Vol. 62, No. 8, p. 2493-2512.

ANNEXE I

Royaume-UniETUDE DE LA CONCEPTION D'UNE CHARGE UTILE EXPERIMENTALE
UTILISANT UNE ORBITE DU TYPE MOLNIYA1. Introduction

La phase actuelle de cette étude a pour but de définir une conception de charge utile pour démontrer la validité du principe d'un système mobile terrestre à satellite sur orbite de type Molniya. Le projet de charge utile envisagée repose sur des techniques de traitement à bord qu'on pourra peut-être mettre en oeuvre sur les satellites sur orbite très excentrique de deuxième génération.

2. Conception de la charge utile

La Figure 5 présente les caractéristiques essentielles de la conception de la charge utile. Certains aspects sont décrits ci-dessous de façon plus détaillée.

- L'antenne est un simple réflecteur à excitation avant de 1,5 m de diamètre. L'orientation de l'antenne nécessaire sur une orbite de type Molniya pour assurer le pointage vers la Terre s'obtient par manoeuvre du satellite.
- La puissance d'émission qui garantit une marge de liaison appropriée est de l'ordre de 10 à 20 watts, selon le débit de données. C'est facile à réaliser avec la technologie actuellement disponible à 1,5 GHz.
- La charge utile est capable de démoduler et de décoder les signaux reçus au moyen d'un logiciel de bord, pour divers types de modulation comme MDP-B, MDP-4 et MDP-4 à décalage. On pourra par télécommande à partir du sol reprogrammer ce logiciel. Le décodage sera possible pour divers types de codage comme le décodage à poids minimal des codes de Reed Solomon.
- Un microprocesseur de bord pilote une mémoire tampon qui permet de changer le format des données et de réémettre selon des schémas de modulation et de codage indépendants de la voie montante.
- Les schémas d'accès étudiés sont les suivants:
 - a) MRT sur la liaison descendant vers les mobiles et AMRT sur le retour mobile vers satellite;
 - b) MRT sur la liaison descendant vers les mobiles et SCPC sur la liaison montante. Ce schéma implique la mise en oeuvre d'un multiplexeur numérique transverse en parallèle sur le démodulateur AMRT et les modules de décodage. Les Tableaux II à V donnent les bilans de liaison proposés (mobile vers satellite et retour) pour les divers schémas.
- Comme chaque système d'accès a deux canaux, la charge utile permet une exploitation en duplex. Les liaisons station de base vers satellite et satellite vers mobile fonctionnent dans la bande des 1,5 GHz.

- On peut prendre comme débit d'horloge 64, 256 ou 512 kbit/s. Le débit maximal assure une marge de liaison convenable avec un taux d'erreur raisonnable pourvu qu'on recourt au codage (on estime pouvoir gagner de 2 à 4 dB).
- Le déplacement du satellite sur l'orbite de type Molniya entraîne un décalage Doppler des signaux émis et reçus par le satellite. On envisage de compenser à bord cet effet Doppler en agissant sur la fréquence des oscillateurs locaux, soit par commande engendrée à bord soit par correction sur ordre venu du sol.
- On envisage qu'à l'exception des amplificateurs de puissance les sous-systèmes RF soient constitués de circuits micro-ondes monolithiques intégrés.
- On peut faire entrer dans la même trame temporelle différents types de trafic comme de brefs messages codés, la voix, le fac simulé, etc. simplement en faisant varier la durée du créneau temporel alloué à chaque service individuel.
- Avec un codage numérique de la voix à 4,8 kbit/s environ, la capacité totale du système est de quelque 50 voies de parole.

3. Terminal mobile

Pour avoir à bord du mobile une antenne de 15 dB de gain environ et de faisceau de $\pm 15^\circ$ d'ouverture à 3 dB on recourt à un réseau d'antenne à répartiteur monté sur le toit du véhicule et à axe pointé à la verticale.

La puissance RF de l'émetteur du mobile est d'environ 20 W.

Les terminaux mobiles pourront travailler au choix en MRT/AMRT ou MRT/SCPC.

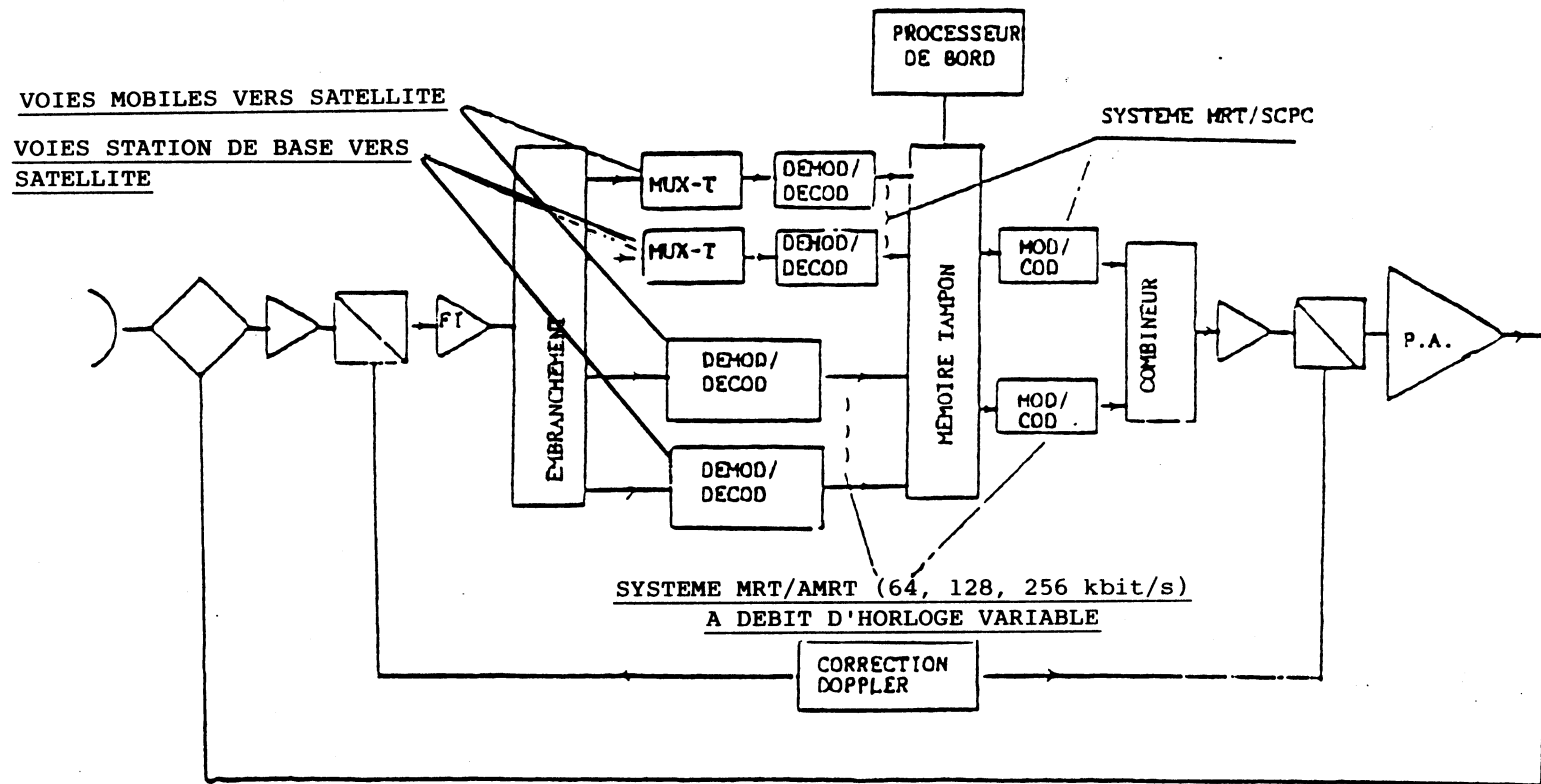


FIGURE 8

Configuration de la charge utile mobile

TABLEAU II

Bilan de liaison de la configuration AMRT/MRT proposée

Liaison mobile descendante (1 555 GHz)

Puissance RF du satellite (20 W)	13,0 dBW
Affaiblissement dans le diplexeur et la ligne d'alimentation	-1,5 dB
Gain de l'antenne du satellite (1,5 m)	23,5 dB
<hr/>	
p.i.r.e. du satellite	35,0 dBW
Affaiblissement en espace libre (40 000 km)	-188,3 dB
Affaiblissement dû à l'atmosphère et à la pluie	-0,5 dB
<hr/>	
Puissance de la porteuse reçue au mobile	-153,8 dBW
Gain de l'antenne mobile	15,0 dB
Variation du gain de l'antenne mobile	-1,0 dB
Température de bruit du récepteur et de l'antenne	24,5 dBK
<hr/>	
G/T du mobile	-10,5 dBK
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Affaiblissement dû à la présence du modem	-1,5 dB
<hr/>	
Porteuse/densité de bruit (C/N_0)	62,8 dBHz
Débit binaire (256 kbit/s)	54,1 dBHz
<hr/>	
E_b/N_0	8,7 dB

TABLEAU III

Bilan de liaison de la configuration SCPC/MRT proposée

Liaison mobile descendante (1 555 GHz)

Puissance RF du satellite (20 W)	13,0 dBW
Affaiblissement dans le diplexeur et la ligne d'alimentation	-1,5 dB
Gain de l'antenne du satellite (1,5 m)	23,5 dB
<hr/>	
p.i.r.e. du satellite	35,0 dBW
Affaiblissement en espace libre (40 000 km)	-188,3 dB
Affaiblissement dû à l'atmosphère et à la pluie	-0,5 dB
<hr/>	
Puissance de la porteuse reçue au mobile	-153,8 dBW
Gain de l'antenne mobile	15,0 dB
Variation du gain de l'antenne mobile	-1,0 dB
Température de bruit du récepteur et de l'antenne	24,5 dBK
<hr/>	
G/T du mobile	-10,5 dBK
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Affaiblissement dû à la présence du modem	-1,5 dB
<hr/>	
Porteuse/densité de bruit (C/N_0)	62,8 dBHz
Débit binaire (256 kbit/s)	54,1 dBHz
<hr/>	
E_b/N_0	8,7 dB

TABLEAU IV

Bilan de liaison de la configuration AMRT/MRT proposée

Liaison mobile montante (1 655 GHz)

Puissance RF du mobile (20 W)	13,0 dBW
Gain de l'antenne mobile	15,0 dB
Variation du gain de l'antenne mobile	-1,0 dB
<hr/>	
p.i.r.e. du mobile	27,0 dBW
Affaiblissement en espace libre (40 000 km)	-188,9 dB
Affaiblissement dû à l'atmosphère et à la pluie	-0,5 dB
<hr/>	
Puissance porteuse reçue au satellite	-162,4 dBW
Gain de l'antenne du satellite (1,5 m)	23,8 dB
Température de bruit du récepteur et de l'antenne	27,4 dBK
<hr/>	
G/T du satellite	3,6 dBK
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Affaiblissement dû à la présence du modem	-1,5 dB
<hr/>	
Porteuse/densité de bruit	62,3 dBHz
Débit binaire (256 kbit/s)	54,1 dBHz
<hr/>	
E_b/N_0	7,0 dB
<hr/>	

TABLEAU V

Bilan de liaison de la configuration SCPC/MRT proposée

Liaison mobile montante (1 655 GHz)

Puissance RF du mobile (5 W)	7,0 dBW
Gain de l'antenne mobile	15,0 dB
Variation du gain de l'antenne mobile	-1,0 dB
<hr/>	
p.i.r.e. du mobile	21,0 dBW
Affaiblissement en espace libre (40 000 km)	-188,9 dB
Affaiblissement dû à l'atmosphère et à la pluie	-0,5 dB
<hr/>	
Puissance porteuse reçue au satellite	-168,4 dBW
Gain de l'antenne du satellite (1,5 m)	23,8 dB
Température de bruit du récepteur et de l'antenne	27,4 dBK
<hr/>	
G/T du satellite	3,6 dBK
Constante de Boltzmann	-228,6 dBW/K/Hz
Affaiblissement dû à la présence du modem	-1,5 dB
<hr/>	
Porteuse/densité de bruit	55,1 dBHz
Débit binaire (16,4 kbit/s)	42,1 dBHz
<hr/>	
E_b/N_0	13,0 dB
<hr/>	